

액체 로켓 엔진에서의 추력 측정 장치 개발과 calibration에 관한 연구

박수환^{*} · 박희호^{*} · 김 유^{**} · 조남춘^{***} · 김영탁^{****}

Development of Thrust Measurement System and Study of Calibration in Liquid Rocket Engine

Soo Hwan Park^{*} · Hee Ho Park^{*} · Yoo Kim^{**} · Nam Choon Cho^{***} · Young Tag Keum^{****}

ABSTRACT

It is very difficult to measure an exact thrust in liquid rocket engine compared to solid rocket motor, however it is very important to estimate a performance of engine for developing rockets. To get a good result, we have to concern about errors of measurement and find a method of calibration. In this research, we developed new thrust measurement system for liquid rocket engine.

초 록

정확한 추력 측정은 액체 로켓 개발 단계에서 큰 부분을 차지하지만 고체 로켓과는 다른 접근방법이 필요하다. 본 연구에서는 측정의 정확도를 보장할 수 있는 calibration 방법을 모색하였고, 측정오차 요인을 최소화 한 새로운 추력 측정 시스템을 개발하였다. 이를 통하여 궁극적으로 액체 로켓 엔진의 정확한 추력을 측정하고자 하였다.

Key Words : Liquid Rocket Engine(액체 로켓 엔진), Thrust Measurement System(추력 측정 장치), Calibration(보정)

1. 서 론

새로운 것을 만들어 실험을 할 때 제작에 30%

의 역량을 쏟는다면 그 나머지는 측정에 쏟는다고 해도 과언이 아니다. 액체 로켓 개발에 있어서도 제작뿐만 아니라 성능 테스트 및 향상을

- 2001년 11월 22일 접수 ~2002년 3월 4일 심사완료
- * 학생회원, 충남대학교 대학원 기계공학과
주연락저자, E-mail : dummy75@hanmail.net, 대전광역시 유성구 궁동 220
- ** 중신회원, 충남대학교 기계공학과
- *** 학생회원, 한양대학교 기계공학부 대학원
- **** 한양대학교 기계공학부

위한 정확한 추력의 측정은 매우 중요하다. 그러나 이러한 추력 측정 시스템은 로켓 개발국가의 기술수준과도 밀접한 관계가 있는 핵심 기술이므로 기술이전에 민감한 것이 국제 현실이다.

국내에 기 발표된 시스템이 없는 현실에서 기본적인 개념은 고체로켓의 것을 참고했으나, 필연적으로 시스템 구조적 차이로 액체 로켓은 고체 로켓과는 다른 관점에서 접근해야 할 필요가 있다. 액체 로켓은 추진제 공급장치, 기타 측정 및 제어장치들이 엔진 외부에 부착되어 있는 형태로, 이들의 영향을 무시하고 얻은 추력은 무의미하다고 할 수 있다.

본 실험실에서도 기존 test stand에서 추력을 측정했지만, 단순히 고체 로켓에서와 같이 로드셀을 추력 축선 상에 배치하여 측정하거나, 다른 측정값으로부터 계산을 통해 얻을 수밖에 없었다.¹⁾

본 연구에서는 추력 측정 시 순수한 로켓 엔진의 추력에 반하는 요소를 최소화 한 새로운 추력 측정 시스템(thrust measurement system : TMS)을 개발하였다.

2. 이론적 배경

TMS를 개발하기 위해서는 먼저 로켓 엔진을 지지하는 방법을 결정해야하는데, 크게 세 가지로 나눌 수 있다.²⁾

수평 방식은 노즐로부터 jet가 수평인 경우이다. 이러한 구조는 점화지연시간 때문에 연료가 분사되어도 연소하지 않고, 연소실에 남아 있다가 폭발하는 위험이 증가하는 등의 단점이 있으나, 엔진을 장착하기 쉽고, 추력 측정에 있어서 수십 번 장착해야하는 연구목적으로는 알맞다. 또한, 이미 보유한 소음기를 jet 전면에 사용할 수 있어, 본 연구에서는 이 방식을 채택하였다.

수직 방식은 로켓 jet가 땅으로 향한다. 이 의미는 로켓이 고온가스의 부식과 고온의 열로부터 보호될 수 있는 충분한 높이에 고정된다는

것을 뜻한다.

경사 방식은 위 두 방식의 중간성격이다. 연소실은 노즐의 수축 각만큼 수평축에 대해 경사져 있다.

TMS의 기본원리를 간단히 설명해 보면 다음과 같다.

미리 추력 측정 시스템에 일정한 힘을 가해 추력 손실을 가져오는 요소를 상쇄한 상태에서 연소실험을 실시하여 액체 로켓 엔진의 정확한 추력을 얻는 것이다.

이를 위해서는 연소실험동안 일정하게 힘을 유지해 줄 수 있는 장치가 필요하며, 본 추력 측정 시스템에서는 nagruzhatel이라는 특수 공압 장치를 사용하였다.

또한, 기존의 추력 측정 시스템이 측정 전 단 한번 calibration 하는데 반해 본 시스템은 측정 기간 중 계속하여 calibration을 수행할 수 있어 보다 정확한 추력을 얻을 수 있도록 하였다.

3. TMS 개발 및 실험장치

3.1 TMS 제원 및 구성

본 TMS는 0~5000 N, 즉 약 1000 lbf 까지 추력 측정이 가능하며, calibration시 오차 한계는 0.35%이며, TMS에 장착 가능한 최대허용 엔진 중량은 50kg, 추력 측정 시스템 무게는 250kg이다.

Nagruzhatel의 작동범위는 0~3.0 MPa, 한계 압력은 3.5 MPa, nagruzhatel 꼭지에서 발생하는 힘은 0 ~ 1000 N 이다. 추력 측정을 할 수 있는 연소실험 시간은 최대 50초이다.

추력 측정 시스템은 크게 고정 프레임, 플렉서블 플레이트로 고정 프레임에 연결된 유동 프레임, nagruzhatel과 빔, 로드로 구성되어 있다.

3.1.1 고정/유동 프레임 및 플렉서블 플레이트

Fig. 1은 test stand 위에 장착될 원형의 고정 및 유동 프레임으로, 고정 프레임은 전후 두 개

의 원형 플랜지로 구성되어 있다.

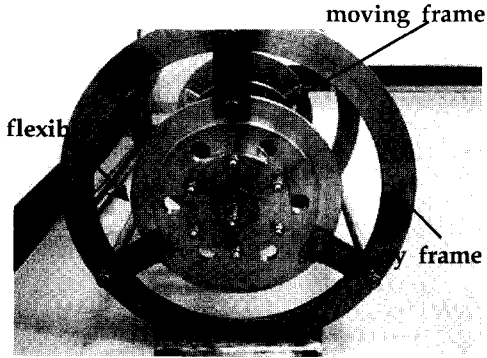


Fig. 1 Stationary and moving frame

유동 프레임은 각각 3개의 플렉서블 플레이트로 고정 프레임과 연결되어서 작용하는 힘에 따라 움직이게 된다.

3.1.2 Nagruzhatel

TMS의 핵심부품으로 이 부분은 가압 장치와 연결되어 있어 질소가스 압력을 힘으로 바꾸어 주어 일정한 힘을 시스템에 공급해 준다. 보다 안정된 힘을 발생시키기 위해 별도의 가압 탱크를 설치하였다. 그 힘은 test stand 후방의 로드셀에서 측정된다.

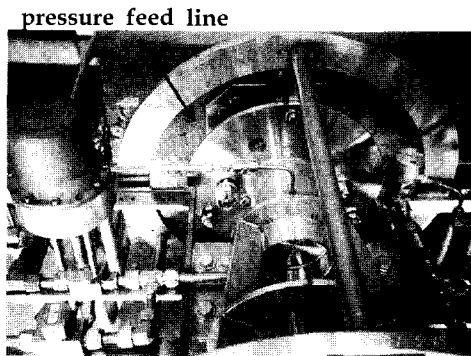


Fig. 2 nagruzhatel

3.1.3 빔과 로드

빔과 로드는 nagruzhatel에서 발생한 힘을 로드셀에 전달해 주는 역할을 한다.

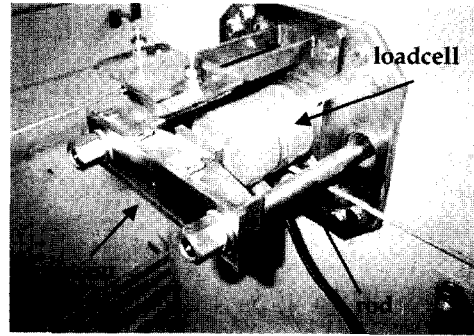


Fig. 3 Beam and rods

3.2 TMS에서의 추력 해석

추력 측정은 단순히 로드셀에 의한 것이 아니라, 시스템에 관계된 여러 요소들을 고려해야 하므로 측정의 정확도 역시 복합적인 문제이다.

실제 추력을 측정하기 위해서는 다음 요소의 측정이 선행되어야 한다.

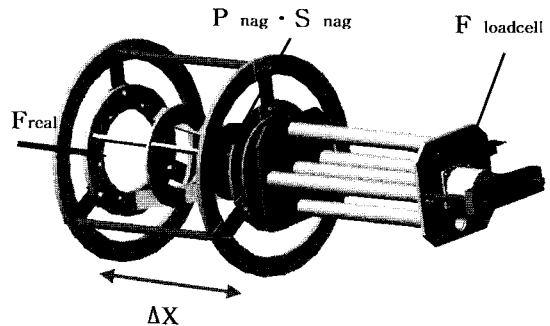


Fig. 4 Measurement parameters in TMS

추력 측정 시스템을 calibration하는 동안 nagruzhatel에 압력(P_{nagi})을 단계적으로 가하면, nagruzhatel은 외부 힘(F_{nagi})을 발생하며, 다음 식과 같이 정의된다.³⁾

$$F_{nagi} = P_{nagi} \cdot S_{nag} - C_{nag} \cdot \Delta X_i \quad (1)$$

S_{nag} : nagruzhatel 단면의 유효면적(m^2)

C_{nag} : 실험적으로 결정되는 nagruzhatel의 stiffness(N/m)
 ΔX_i : x축으로 움직인 유동 프레임의 변위 (displacement sensor로 측정)
 i : calibration 단계

Nagruzhatel에 의해 발생하는 힘(F_{nagi})은 다음과 같이 평형을 이룬다.

a) rod의 힘 T_1 , T_2 (반력)는 다음 조건을 만족한다.

$$T_{1i} = T_{2i}, T_{1i} + T_{2i} = F_{loadcelli} \quad (2)$$

$F_{loadcelli}$: loadcell에 전해지는 힘

b) 구조적 연결에 의한 반작용

$$F_{Kci} = (6C_f + C_{Tn}) \cdot \Delta X_i \quad (3)$$

C_f : 플렉서블 플레이트의 stiffness
 C_{Tn} : nagruzhatel에 연결된 pipeline의 stiffness

c) 지지에 의한 반작용

$$F_{Tci} = (C_{To} + C_{Tf}) \cdot \Delta X_i \quad (4)$$

C_{To} : x축 방향의 산화제 pipeline의 stiffness
 C_{Tf} : x축 방향의 연료 pipeline의 stiffness

$$F_{nagi} = F_{loadcelli} + F_{Kci} + F_{Tci} \quad (5)$$

식 (3.1)~(3.5)로부터 다음 식을 얻을 수 있다.

$$P_{nagi} \cdot S_{nag} = F_{loadcelli} + (C_{nag} + 6C_f + C_{Tn} + C_{To} + C_{Tf}) \cdot \Delta X_i \quad (6)$$

또는,

$$C_{\Sigma} = C_{nag} + 6C_f + C_{Tn} + C_{To} + C_{Tf}$$

로 나타내면,

$$P_{nagi} \cdot S_{nag} = F_{loadcelli} + C_{\Sigma} \cdot \Delta X_i \quad (7)$$

을 얻을 수 있다.

식 (5), (6), (7)은 TMS의 calibration과 실험 전 조정 기간동안 유효하다.

연소실험에 앞서 nagruzhatel에 일정한 압력 $P_{nag,max}$ 를 공급하고, 그 압력은 일반적으로 최대 calibration 압력과 같다.

추력 측정 시스템 평형은 다음 식으로 표현된다.

$$P_{nag,max} \cdot S_{nag} = F_{loadcelli,max} + C_{\Sigma} \cdot \Delta X_i \quad (8)$$

엔진의 연소가 시작하면, 추가적인 힘 $F_{real}(t)$ 이 TMS의 유동 프레임에 작용하기 시작한다. 이 힘은 대략 x축선 상의 추력과 같다.

유동 프레임은 limit stop 까지 움직이기 시작하고, $\Delta X(t)$ 만큼 이동한다. rod와 loadcell의 반력은 줄어든다. 추가적인 힘을 고려하지 않을 때, 유동 프레임 부분의 평형식은,

$$P_{nag}(t) \cdot S_{nag} = F_{loadcell}(t) + F_{real}(t) + C_{\Sigma} \cdot \Delta X(t) \quad (9)$$

이 식으로부터, 측정되는 로켓 엔진의 추력 $F_{real}(t)$ 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$F_{real}(t) = P_{nag}(t) \cdot S_{nag} - F_{loadcell}(t) - C_{\Sigma} \cdot \Delta X(t) \quad (10)$$

이렇게 $P_{nag}(t)$, $F_{loadcell}(t)$, $\Delta X(t)$ 를 동시에 측정하면, 데이터 측정 장치에서 식 (10)으로 추력을 계산한다.

식 (10)을 이용해 추력을 계산하기 위해 일정한 S_{nag} 와 관련된 전체 stiffness C_{Σ} 를 알아야 한다.

C_{Σ} 의 가장 정확한 값은 산화제와 연료 pipeline의 작동압력과 calibration전에 산화제 pipeline이 냉각된 상태에서 TMS를 calibration 함으로써 얻을 수 있다.

얻어진 값이 일반상태에서 얻은 값과 비교해 차이가 10% 이하이면, 다음 calibration은 압력과 온도 효과를 고려한 보정을 통해 일반상태에서 실행해도 무방하다.

3.3 실험 장치

본 연구에서는 액체 산소와 케로신을 추진제로 사용하는 엔진을 사용하였다.

인젝터와 연소실, 노즐 하우징은 플랜지 형태의 SUS로 제작하여, 조립이 용이하게 하였다.

연소실 내부 내열재와 노즐은 graphite로 제작하여 연소 시 발생하는 고온 고압의 연소가스에 견딜 수 있도록 하였고, 손상 시 교체 가능하도록 하였다.

점화장치는 가스 산소와 가스 메탄을 사용한 소형 로켓형태로 점화플러그에 고압의 전기를 공급하여 점화하는 방식을 채택하였다.

Cavitating venturi를 설치하여 안정적 유량공급으로 연소 초기의 연소불안정 현상을 줄였다.

또한, 모든 실험은 PLC(programmable logic control) 프로그램을 통해 솔레노이드 밸브를 전기적으로 제어하여 이루어진다. 이 모든 동작상태는 제어판에 나타나고, 예상치 못한 상황 발생 시 수동으로 시스템을 제어할 수 있다.

다음은 본 연구에서 사용한 연소 실험 장치의 개요도와 액체 로켓 엔진의 제원이다.

Table 1. Specification of LRE

thrust	100 lbf	
chamber pressure	300 psi	
mass flow rate	LOx	122.3 g/s
	kerosene	58.5 g/s
O/F ratio	2.09	
injector type	double swirl	
nozzle type	conical	
nozzle throat diameter	14.08 mm	
test duration	10 sec	



Fig. 5 Scheme of LRE system

Fig. 6에서와 같이 calibration 및 연소 실험 전에 아답터 링을 이용해 유동 프레임에 액체 로켓 엔진을 부착한다.

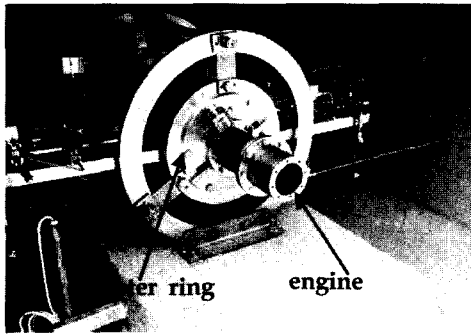


Fig. 6 Mounted engine in moving frame

4. TMS의 calibration

TMS를 calibration 할 때, 먼저 로드셀과 nagruzhatel의 압력센서, 유동 프레임 변위센서로 초기신호를 각각 기록한다.

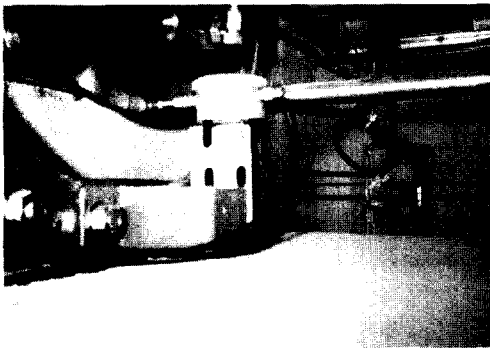


Fig. 7 Displacement indicator in moving frame

다음으로, nagruzhatel에 단계적으로(0, 5, 7.5, 10, 7.5, 5, 0 kgf/cm²) 질소 가스를 공급해 가며 일정시간동안 신호를 저장한다.

Calibration 수행과정에서의 TMS의 작동을 살펴보면, 압력이 단계적으로 nagruzhatel에 가

해짐에 따라 꼭지가 앞으로 전진하고 고정 프레임과 연결된 플렉서블 플레이트는 휘어지며, 로드와 빔은 당겨져 로드셀에 힘을 가하게 된다.

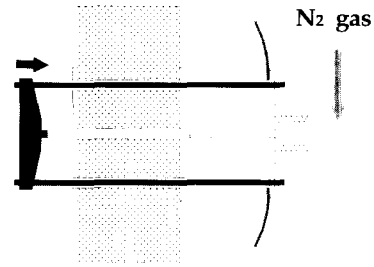


Fig. 8 Calibration in TMS

다시 nagruzhatel에 공급된 압력을 단계적으로 감소시키며 재차 calibration을 실시한다.

신호 저장 후, calibration 각 단계에서의 변화를 통해 측정오차를 구한다.

본 연구에서는 표준과학연구소와 교정기관에 의뢰하여 모든 센서들의 성적서를 발급 받아 각각의 측정오차를 확인하여 calibration 시 전체 오차를 구해 측정의 정확을 기하였다.

최초 calibration 시 아래 그래프에서 볼 수 있듯이 많은 oscillation이 발생하여 측정오차를 구하기가 어려웠다. 그 원인은 측정 대상보다 각 센서의 측정범위가 상대적으로 크고, 측정 시 노이즈가 많이 발생하여 일어난 것으로 생각된다.

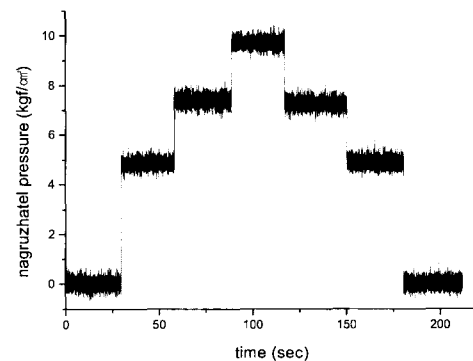


Fig. 9 Calibration #1 of nagruzhatel pressure

다음은 oscillation을 줄인 뒤의 calibration 그래프들이다.

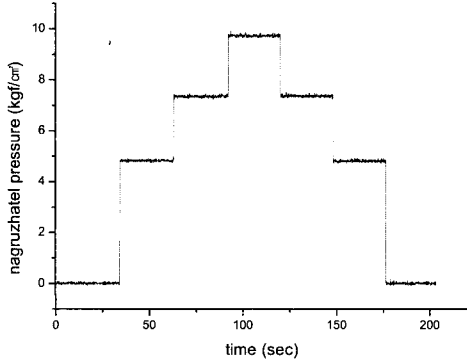


Fig. 10 Calibration #2 of nagruzhatel pressure

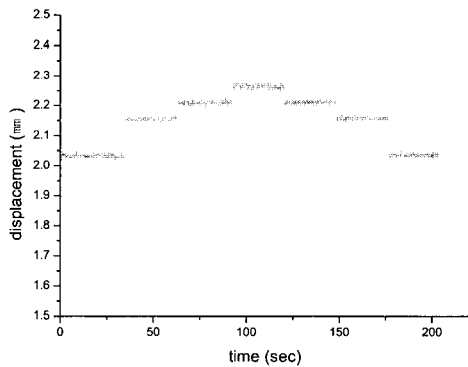


Fig. 11 Calibration #2 of displacement

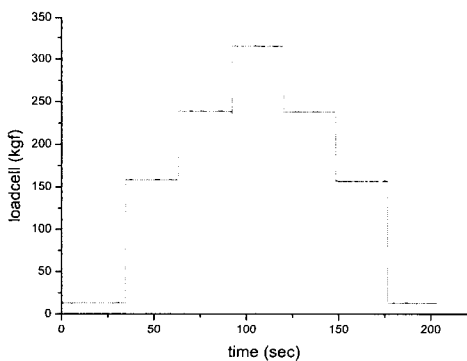


Fig. 12 Calibration #2 of loadcell

먼저 센서와 데이터 측정장치를 연결하는 cable의 shield 상태를 확인하여 전기적으로 노이즈가 발생할 가능성을 줄였고, sampling rate를 100Hz에서 10Hz로 줄여보았다.

향후, 측정 센서와 앰프와의 거리를 최소화하고, 좀 더 측정범위가 작은 센서를 사용한다면 노이즈의 영향을 줄일 수 있을 것이라 생각한다.

수 차례에 걸친 calibration 결과 각 단계별 얻은 값, 예를 들어 nagruzhatel에 10kgf/cm²를 공급하고 10초간 압력 값의 변화를 관찰했을 때, 그 오차는 0.1% 이내였다. 이로써 TMS 자체의 오차는 0.1% 이내라고 할 수 있다.

전체 오차는,

$$\delta_{total} = \delta_p + \delta_F + \delta_{TMS} \tag{11}$$

$$= 0.1 + 0.06 + 0.1 = 0.26 \%$$

δ_{total} : 전체 오차

δ_p : pressure transducer 오차

δ_F : loadcell 오차

δ_{TMS} : 순수한 TMS의 오차

이다.

또한, nagruzhatel에서 발생한 힘과 로드셀에서 측정된 힘을 통해 TMS 손실계수(K_j)를 구한다.

$$K_j = \frac{\Delta F_{nag}}{\Delta F_{loadcell}} \tag{12}$$

5. 연소실험

이런 calibration 단계가 끝난 후, 연소실험을 하게 되는데, 예상보다 실제 추력이 클 경우를 대비해, 실험 전 로드셀에 가하는 힘은 엔진의 최대 설계 추력보다 30~50% 정도 크도록 그에 상응하는 압력을 nagruzhatel에 공급한다.

이렇게 nagruzhatel에 일정한 압력을 공급하고, 각 센서의 측정 및 연소 실험을 시작하면, TMS의 유동 프레임에 엔진에서 발생한 추력이 전달되므로 유동 프레임이 전진하면서 플렉서블 플레이트는 덜 휘어지고, 빔과 로드를 전진시켜 로드셀에 가해지는 힘이 줄어들게 된다.

연소 실험동안 기록된 신호를 바탕으로 엔진의 추력을 측정한다.

다음은 새로운 추력 측정 시스템에서의 연소 실험 사진이다.

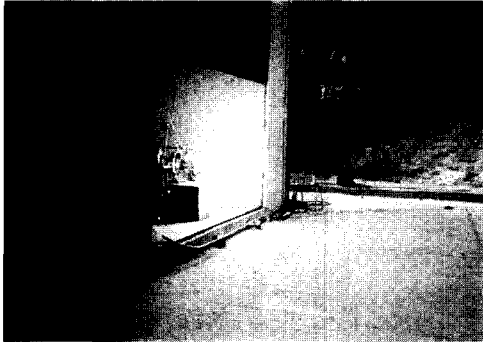


Fig. 13 Firing test in TMS

시스템에서 추력 손실분을 상쇄하기 위해 먼저 일정한 힘을 TMS에 걸어주었기 때문에 연소실험 전에 초기 추력이 발생하지만, 실제 엔진이 연소하면서 반대방향의 추력이 작용해 그래프 상의 추력은 감소하게 된다.

실제 추력은 연소 실험 전후의 nagruzhatel 압력 차($P_{nag,i} - P_{nag,0}$)와 유효면적(S_{nag})의 곱과 로드셀에서 측정된 힘의 차와 손실계수(K_j)의 곱으로 구할 수 있다.

$$F_{real} = (P_{nag,i} - P_{nag,0}) \cdot S_{nag} + F_{loadcell,0} - F_{loadcell,i} \cdot K_j \quad (13)$$

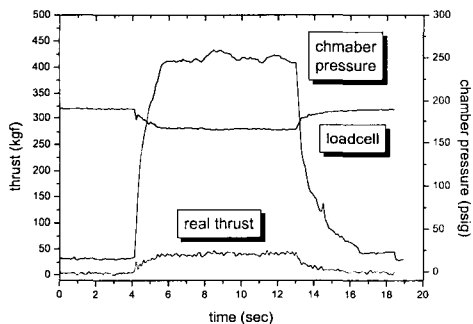


Fig. 14 Firing test result in TMS

6. 결론

본 연구에서는 액체 로켓 엔진의 정확한 추력을 측정하고자 새로운 추력 측정 시스템을 개발하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

수 차례에 걸친 calibration 결과, 추력 측정 시스템의 자체 측정오차는 0.1% 이내임을 알 수 있었으며, 기타 측정장치의 오차를 포함한 오차는 0.26%로 매우 정확하다고 할 수 있다.

현재 사용하고 있는 장치보다 측정범위가 작은 것을 사용한다면 좀 더 정확한 추력 측정이 가능하다고 생각한다. 또한, TMS는 연소실험에서 발생할 수 있는 사고로부터 시스템과 엔진을 보호하는 역할도 수행하였다.

앞으로 기존 시스템과의 비교 실험을 통해 보다 많은 관련 데이터를 얻고자 한다.

참고문헌

1. 한재섭, 김선진, 김유, 민세홍, "소형 지상 연소 실험 장치 개발에 관한 연구", 대한 공업 교육학회지, Vol. 24, No. 1, 1999, pp. 229-237
2. Marcel Barrere, Baudouin F. De Veubeke, Jean Vandekerckhove and Andre Jaumotte, "Rocket propulsion," Elsevier publishing company, Amsterdam, 1960, pp.537-551
3. R. A. Palazian, Ju. M. Kuprianov, N. M. Pidarin, V. V. Filimonov, O. B. Korostev, O. M. Stepanetz, V. F. Panin, "Thrust Measurement System for Model Combustion Chamber CHY-5000", NIICHIMMASH, 2000, pp. 4-24
4. Lynn A. Arrington and Steven J. Schneider, "Low Thrust Rocket Test Facility", NASA-TM -103206, 1990
5. 박수환, 박희호, 김유, 김형욱, "액체로켓의 추력 측정 시스템 개발", 한국추진공학회지, Vol. 5, No. 2, 2001, pp. 16-23